

УДК 533.63,534.23

PACS 43.28.-g,47.85.Gj.

**ЛУКЪЯНОВ Пётр Владимирович**

Институт гидромеханики НАНУ,  
кандидат физико-математических наук,  
старший научный сотрудник  
e-mail: lpv\_mail@ukr.net

## **СНИЖЕНИЕ BVI-ШУМА РОТОРА ВЕРТОЛЁТА С ПОМОЩЬЮ ЛОПАСТИ С ДВОЙНЫМ ИЗГИБОМ**

***Аннотация.** В работе поставлена и решена задача генерации шума взаимодействия изогнутой “sin-sin”-лопасти с завихренным потоком. Общая задача состоит из двух частей: аэродинамической и акустической части. Аэродинамическая постановка включает в себя систему уравнений Эйлера и уравнение неразрывности. Акустическая задача решена на основе предложенной ранее автором модели выделения звука из нестационарного потока, которая состоит из двух уравнений для звукового потенциала и пульсирующей плотности. Решение задач выполнено численно с помощью численно-аналитического подхода. Анализ расчётных данных показал эффективность использования двойного “sin-sin”-изгиба для снижения BVI-шума. В частности, удалось снизить шум на 10-20дБ в зависимости от расчётной ситуации и местоположения на поверхности лопасти.*

***Ключевые слова:** “sin-sin”-лопасть ротора, снижение BVI-шума*

### **Введение**

В последнее время в автомобилестроении и вертолётостроении внедряются современные экологически чистые технологии “Blue”-технологии. Если в автомобилестроении – это гибридные двигатели, обладающие пониженным количеством выбросов в атмосферу, то в случае вертолётостроения – ещё и специальные формы и конструкции лопастей ротора, позволяющие снизить BVI-шум. Это так называемые “Blue Edge”-технологии [1], [2]. В частности, компания Eurocopter финансирует исследования в области поиска оптимальной формы лопасти ротора вертолётостроения, которая одновременно обладает и надёжными аэродинамическими характеристиками и мало шумна в тоже время. Кроме программы “Blue Edge” проводятся также исследования по программе “Blue Pulse”-активный ротор [3], [4], использующий пьезоактивные гибкие компоненты (пластины) в конструкции лопасти. Использование пьезоактивных гибких модулей предназначается для снижения внешнего шума и вибраций с целью повышения комфорта пассажиров.

В представленной ниже работе предлагается дальнейшее развитие “Blue Edge”-технологий. Поэтому кратко остановимся на имеющихся достижениях в этом направлении. С целью снижения BVI-шума лопастям ротора вертолётостроения придают различную форму: их закругляют на концах или усекают, поворачивают и изгибают лопасть [2] вдоль размаха. В недавних исследованиях [1] наметилась новая тенденция - поиск моделей лопасти с двойным изгибом, а также лопасти в виде изогнутого (наполовину расправленного) птичьего крыла, которые оказываются менее шумными по сравнению с используемыми ранее только лишь закруглёнными на конце лопастями. Например, двойной изгиб лопасти позволяет снизить шум на 4-5дБ при снижении вертолётостроения [1]. Ввиду новизны исследований, или коммерческой тайны, авторы работы [1] не указывают конкретных параметров формы дважды изогнутой лопасти. На рисунках и фото можно лишь наблюдать качественную форму этих изгибов. Поэтому, в

настоящей работе исследуется тестовая модель лопасти с двойным “sin-sin” изгибом на предмет снижения генерируемого шума взаимодействия лопасти и вихрей (BVI-шума). Результаты численных расчётов, приведенные ниже, показали, что “sin-sin”-лопасть близка по генерируемому шуму к “Blue Edge”-лопасти [1].

### Цель исследований

Выполнить расчёт звукового поля, генерируемого взаимодействием потока с лопастью с двойным “sin-sin” изгибом. Провести сравнение полученных расчётных данных с имеющимися данными расчёта для закруглённой лопасти и “Blue Edge”-лопасти.

### Постановка задачи

Пусть есть лопасть (рис.1), форма которой в плоскости её размаха имеет два изгиба: первый изгиб в виде функции  $\sin$  в пределах изменения  $0 \leq z \leq 0.8R$ . Эта часть лопасти имеет форму половины основного периода функции  $\sin$ . При этом максимальная амплитуда изгиба, множитель при  $\sin$ , составляет 0.1; 0.15; 0.2. Таким образом, первый изгиб лопасти выбирается не более 20%. Второй изгиб,  $0.8R \leq z \leq R$ , представляет собой четверть основного периода функции  $\sin$ , т.е. в 2 раза быстрее изменяется, чем первый изгиб, но амплитуду отклонения оставим той же, что и для первого изгиба.

На вращающуюся лопасть, её переднюю кромку, набегаёт поток со скоростью  $U_\infty$  с распределёнными вдоль размаха лопасти вихрями Тэйлора. На внешнем конце лопасти формируется концевой вихрь Скулли. Таким образом, при взаимодействии этого течения с лопастью происходит генерация BVI-шума аэродинамического происхождения (физическая постановка задачи).

Для формулировки математической модели данной задачи положим, что течение вокруг лопасти идеальное сжимаемое, а тепловые изменения не влияют на формирование течения и генерируемого им звука. Пусть есть  $Oxuz$  – прямоугольная декартова система координат (см. рис.1). Лопасть в произвольный момент времени повернута в плоскости вращения на некоторый угол  $\alpha$  и расположена под углом атаки  $\gamma$  к набегающему на неё потоку. Система уравнений, описывающая течение лопасти имеет вид:

$$\rho \frac{dv}{dt} = -\nabla p, \quad \text{div}(\rho \bar{v}) + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0. \quad (1)$$

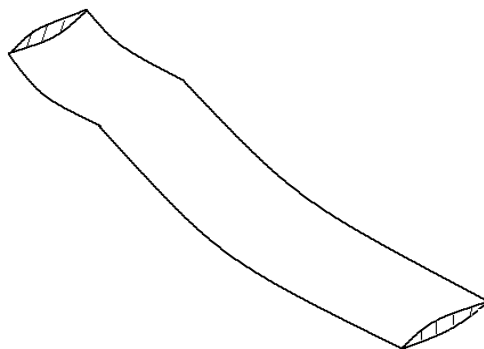


Рис.1 Лопасть с двойным “sin-sin” изгибом

Первое из уравнений – уравнение движения в форме Эйлера. Второе уравнение – уравнение неразрывности. На поверхности жёсткой лопасти задаётся условие непроницаемости течения:

$$\bar{v}_n = \bar{0}. \quad (2)$$

Уравнения (1)-(2), вместе с распределениями вихрей Тэйлора и Скулли, представляют собой аэродинамическую задачу.

Акустическая задача представляет собой следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - a^2 \Delta \rho' = \operatorname{div}[\rho(\nabla(\vec{V} \nabla \varphi)) + \rho'(\nabla(\frac{\vec{V}^2}{2}) + \vec{V} \nabla \varphi) + \\ + \rho \cdot (\nabla \times \vec{V}) \times \nabla \varphi + \rho' \cdot (\nabla \times \vec{V}) \times \vec{V}] + \operatorname{div}[\vec{V} \cdot \operatorname{div}(\rho \nabla \varphi + \\ + \rho' \vec{V})] + \operatorname{div}[\nabla \varphi \operatorname{div} \rho \vec{V}] + \nabla a^2 \cdot \nabla \rho', \end{aligned} \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \rho \nabla^2 \varphi + \nabla \varphi \cdot \nabla \rho + \rho' \operatorname{div} \vec{V} + \vec{V} \cdot \nabla \rho' = 0. \quad (4)$$

В уравнениях (3)-(4)  $\rho'$ ,  $\varphi$  – малые возмущения плотности и звуковой потенциал соответственно. В начальный момент времени  $\rho', \varphi|_{t=0} = 0$ . Граничное условие (по скоростям) для звуковой волны включено в (2).

#### Метод решения задачи

До решения данной задачи автором был решен целый ряд нестационарных задач для прямоугольной лопасти. При этом использовался численно-аналитический подход [5,6], который показал способность решения подобного рода задач. При решении поставленной выше задачи, для лопасти с двойным изгибом, он также был успешно применён. Единственной отличительной особенностью было большее количество узлов, чем для прямоугольной лопасти: по поперечной координате (вдоль сечения лопасти) задавалось не 80, а 85 расчётных точек.

**Ближнее поле.** Для численного расчёта в качестве тестовой лопасти выбиралась лопасть, которая в поперечном сечении имеет форму параболы  $y = x(1-x)$  с относительным утолщением  $c/R = 0.1$ . При этом относительное удлинение составляло  $AR = R/c = 10$ . При расчёте характеристик ближнего поля использовались уравнения (1), (2), (4) в безразмерной форме. Нормирование выполнялось на параметры невозмущённого течения –  $U_\infty, \rho_\infty$ .

Как уже было указано выше, модификация формы лопасти вертолётки используется с целью снижения BVI-шума. Этот шум доминирует при манёврах вертолётки, то есть при сравнительно небольших числах Маха. Поэтому для изучения шумообразования данной лопасти в расчётах выбирались значения  $M = 0.2; 0.4$ . Вариация относительного изгиба лопасти составляла  $\delta = 0.1; 0.15; 0.2$ . Это значение в каждом расчётном случае задавалось одинаковым для двух *sin*-изгибов лопасти. Рассматривались два положения лопасти по отношению к набегающему потоку: под углами  $90^\circ$  и  $60^\circ$ . Передняя кромка лопасти располагалась под углами  $\gamma = 10^\circ; 5^\circ$  по отношению к плоскости вращения ротора.

Так, на рис.2а представлены пульсации безразмерной плотности  $\rho'$  для случая  $M = 0.2; \alpha = 60^\circ; \gamma = 10^\circ; \delta = 0.1$ . Наблюдаются несколько серий пиков. Первая серия пиков чётко отображает *sin*-изгибы лопасти: на графике присутствуют два слегка изрезанные сверху пика, по форме напоминающие *sin*-образную волну. Изрезанность верхушки фронтов означает наличие неустойчивости течения, обусловленной вихревой

структурой течения. Однако, как видим, форма передней кромки лопасти в определённой степени определяет распределение энергии в первой серии пиков.

Вторая серия пиков уже не имеет выраженную *sin*-образную форму. За ней, ближе к центру лопасти, заметны отдельные локальные всплески  $\rho'$  в виде двух диссипативных фронтов волны – поперечного и продольного. Амплитуды в них уже в 5-10 раз ниже амплитуд первой *sin*-образной серии. Как далее будет показано, для числа Маха  $M = 0.4$  эти фронты вообще рассыпаются по поверхности лопасти. Амплитуда в них в 10-15 раз ниже амплитуды передних *sin*-образных фронтов. Причина такой диссипации очевидна: вихри, сталкиваясь с лопастью, поначалу ещё сохраняют первоначальную концентрацию энергии, а затем распадаются по поверхности лопасти. Для угла  $\alpha = 90^\circ$  (рис.2b) синус-образная форма уже не сохраняется, точнее не формируется. Наблюдается лишь образование нескольких отдельных пиков и лишь один по своей форме отчасти напоминает искривлённую синус-волну.

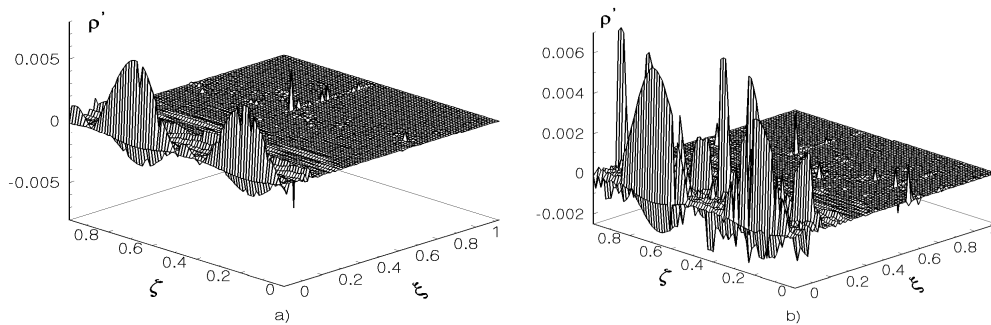


Рис.2 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.1$

С увеличением относительного изгиба лопасти  $\delta = 0.15$  (рис.3a,b) форма первых двух *sin*-образных пиков становится ещё более отчётливой. Это потому, что лопасть ещё больше искривлена, чем в предыдущем расчётном случае. При этом амплитуда этих пиков выросла примерно в два раза. Также поднялись уровни пиков и последующих за ней серий. Однако посередине лопасти уже практически не наблюдаются поперечная и продольная полосы пиков. Таким образом, происходит концентрация звуковой энергии (малых возмущений) в передней части лопасти. А это означает, что, изменяя форму лопасти, можно управлять ВVI-шумом. Для значений  $M = 0.2; \alpha = 60^\circ; \gamma = 10^0; \delta = 0.2$  (рис.4) характер распределения амплитуд такой же, как и в случае  $\delta = 0.15$ , но они выросли по величине ещё больше. Здесь снова замечен вторичный фронт всплесков по середине лопасти.

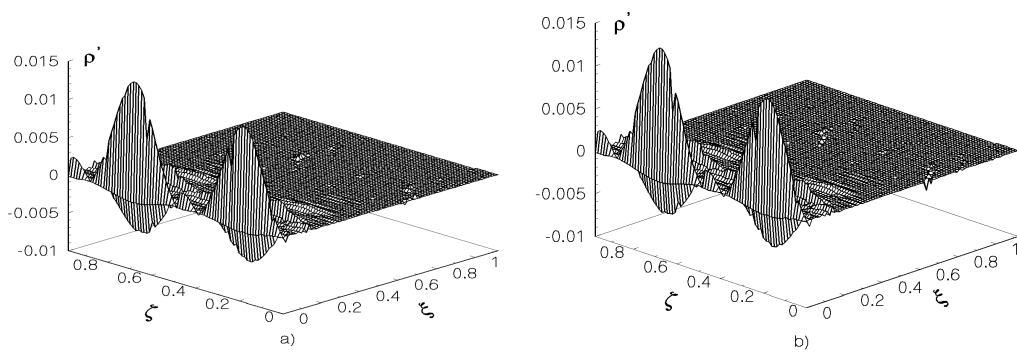


Рис.3 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.15$

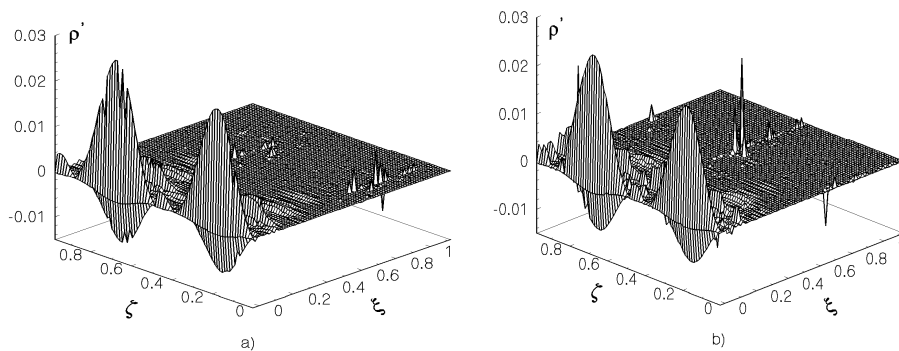


Рис.4 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.2$

При угле атаки  $\gamma = 5^\circ$  картина  $\rho'$  несколько изменяется. Так в случае  $M = 0.2; \alpha = 60^\circ; \gamma = 5^\circ; \delta = 0.1$  (рис.5,6) наблюдаются обе *sin*-образные волны, но, в то же время, по центру лопасти присутствует узкий фронт поперёк лопасти. Для  $\alpha = 90^\circ$  он рассыпается на две зоны вдоль лопасти. С увеличением  $\delta = 0.15$  ситуация становится очень близкой к  $M = 0.2; \alpha = 60^\circ; \gamma = 10^\circ; \delta = 0.2$ .

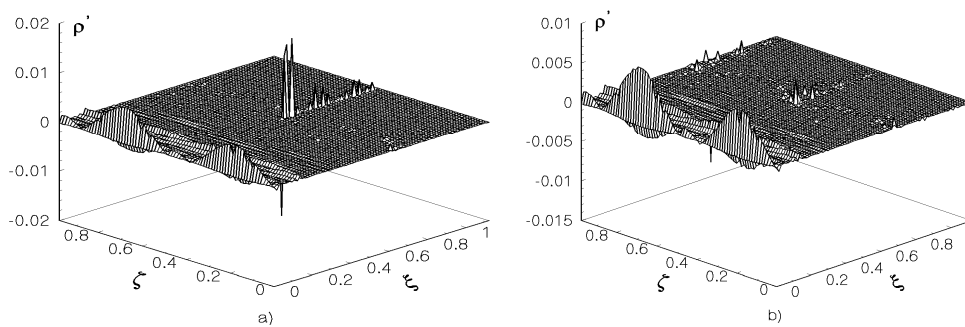
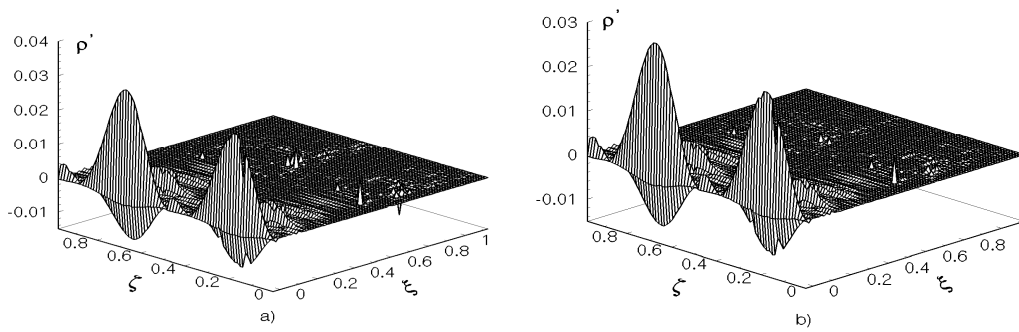
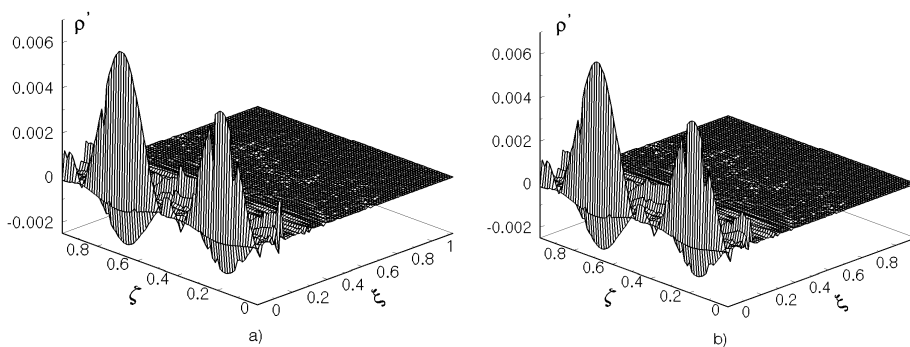


Рис.5 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.1$

Рис.6 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.2$ 

Для больших скоростей встречного потока  $M = 0.4$  (рис.7-11) принципиального различия на графиках  $\rho'$  не наблюдается, но пики *sin*-волн уже во всех расчётных ситуациях более компактны (вытянуты) и последующие за ними серии поперечных возмущений также более отчётливо выделяются. Для значений угла  $\gamma = 10^\circ$  в середине лопасти уже не наблюдаются резкие пики (рис.3а), но зато перед этим видно, как спустя некоторое расстояние, каждый из *sin*- волн “рассыпается”. Такое явление не было присущим для лопасти без изгибов. Однако для угла атаки  $\gamma = 5^\circ$  посередине лопасти снова наблюдается ряд мелких всплесков, по амплитуде в 4-5 раз ниже *sin*-волн, но они более выражены для угла  $\alpha = 90^\circ$ , чем для угла  $\alpha = 60^\circ$ .

Если сравнить полученные результаты ближнего поля с ближним полем закруглённой лопасти [7], то мы видим, что у закруглённой лопасти не наблюдалась синус-образная форма  $\rho'$ , а лишь присутствовали отдельные резко выраженные пики.

Рис.7 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$

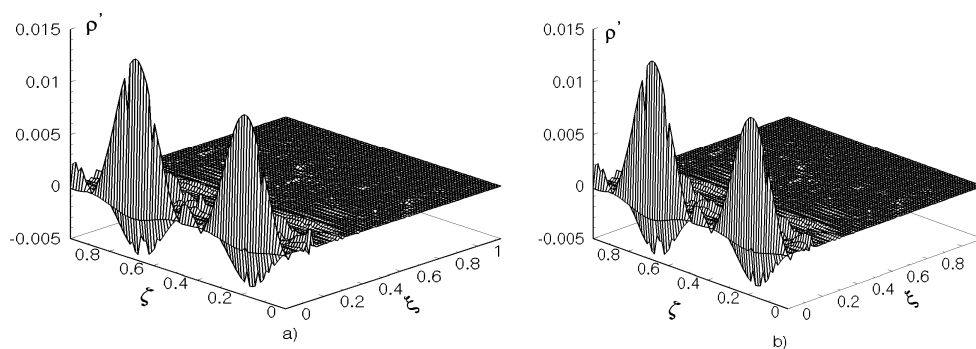


Рис.8 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.15$

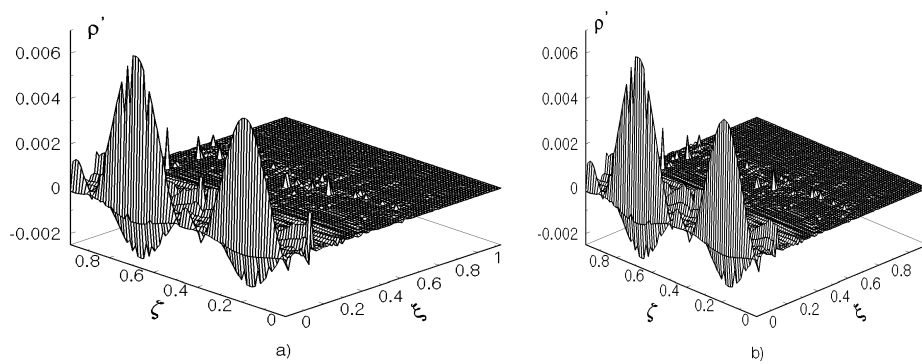


Рис.9 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.1$

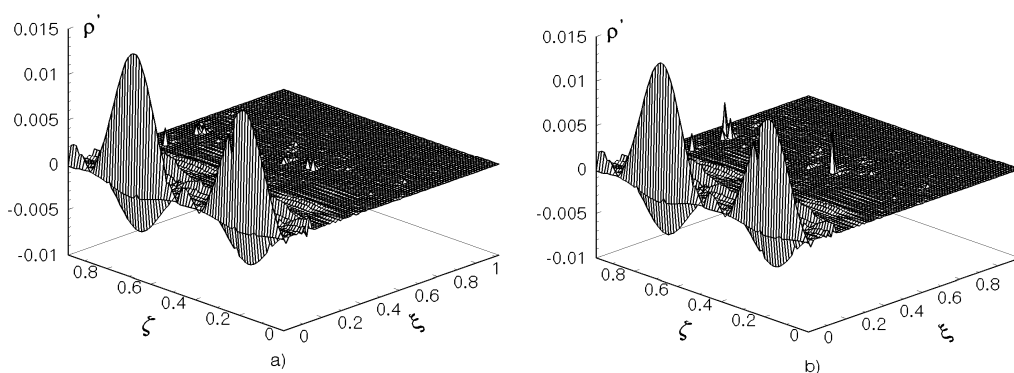


Рис.10 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.15$

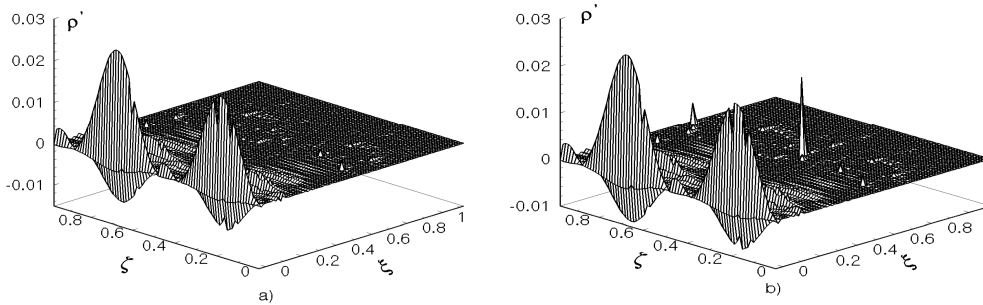


Рис.11 Распределение пульсаций плотности  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.2$

**Дальнее поле.** В качестве расчётной формулы для анализа дальнего звукового поля используют подход Кирхгофа, на основании которого получено следующее соотношение [8,9]:

$$\varphi(x, t_1) = \frac{-M_1^2}{4\pi} \left( \int_S \left[ \frac{F_1}{R} \right]_t^* dS_x + \int_S [F_2]_t^* dS \right),$$

где

$$F_1 = \rho[(\nabla\varphi \cdot \nabla)\bar{v} + (\bar{v} \cdot \nabla) \cdot \nabla\varphi] + \rho'(\bar{v} \cdot \nabla)\bar{v} + \bar{v} \cdot \text{div}(\rho\nabla\varphi + \rho'\bar{v}) + \nabla\varphi \text{div}(\rho\bar{v}),$$

$$F_2 = \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial\varphi}{\partial n} + \frac{1}{Ra_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial\varphi}{\partial t} - \varphi \frac{\partial(1/R)}{\partial n}.$$

**Анализ результатов расчёта**

Особый интерес представляет уровень давления  $L$  генерируемого шума (рис.12-18). Максимальное значение его составляет 82дБ на конце лопасти для  $M = 0.2; \alpha = 60^0; \gamma = 10^0; \delta = 0.2$ , (рис.14). Качественно похожая ситуация наблюдается для  $M = 0.2; \alpha = 60^0; \gamma = 10^0; \delta = 0.1$  (рис.12) и  $M = 0.2; \alpha = 90^0; \gamma = 5^0; \delta = 0.1$  (рис.15), но здесь уровень  $L$  ниже на 10дБ. В остальных расчётных случаях максимальный уровень  $L$  находится в районе 60дБ. Кроме того, на внешнем от оси вращения конце лопасти он значительно ниже (в районе 40дБ), чем на остальной части лопасти вдоль по её размаху. А это означает, что изогнутая по “sin-sin” форме лопасть позволяет снизить концевой BVI-шум, что и было целью модификации формы лопасти. Очень близкие результаты по уровню шума были получены в работе [1] для изогнутой “Blue Edge” лопасти. Значение уровня шума находилось в пределах  $50\text{дБ} < L < 63\text{дБ}$ , что фактически соответствует описанным выше результатам данной работы.

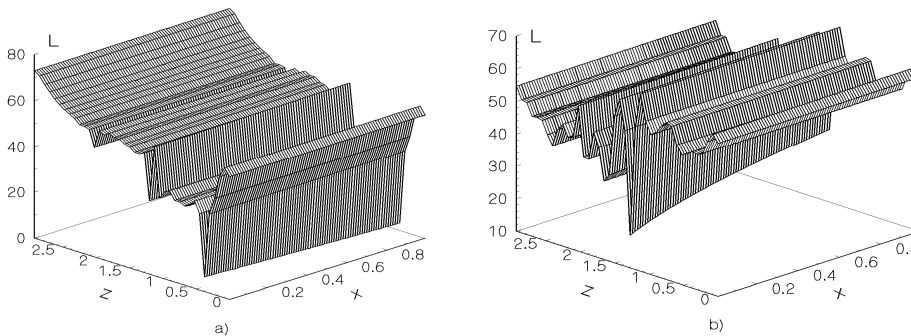


Рис.12 Уровень звукового давления  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.1$



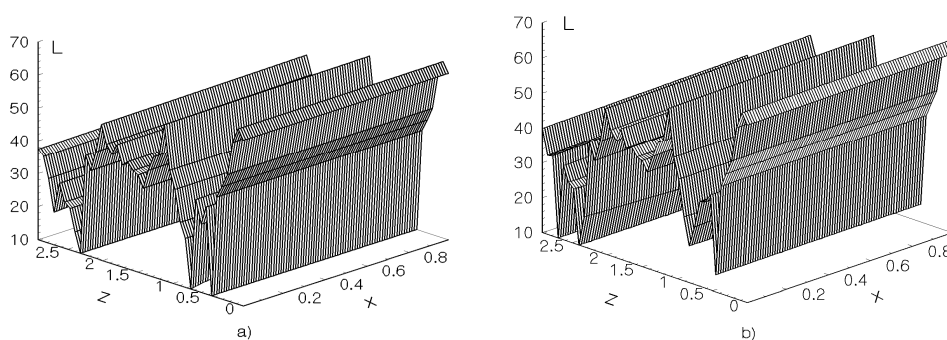


Рис.13 Урівень звукового тиску  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.15$

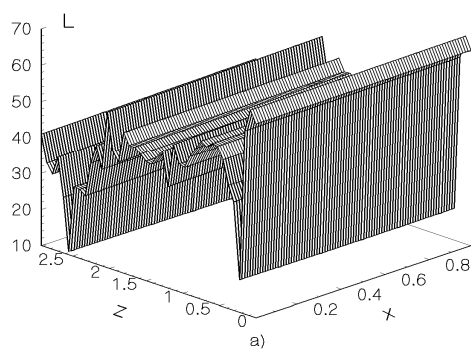


Рис.14 Урівень звукового тиску  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.2$

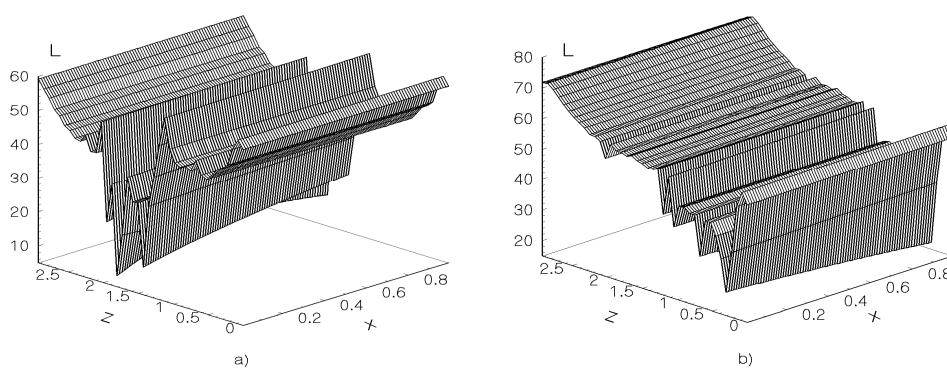
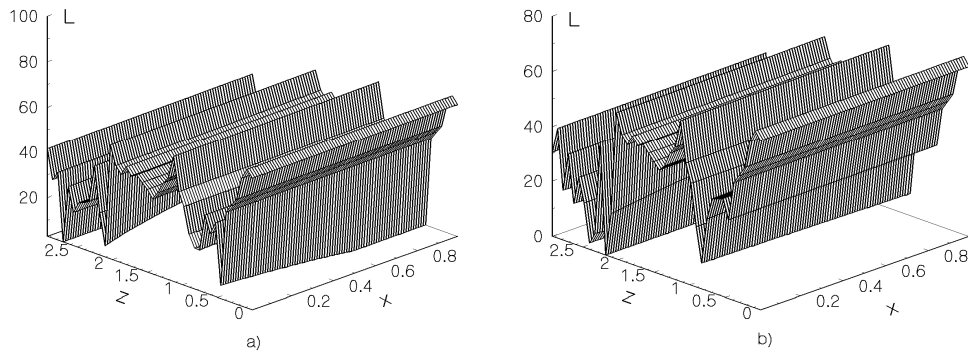
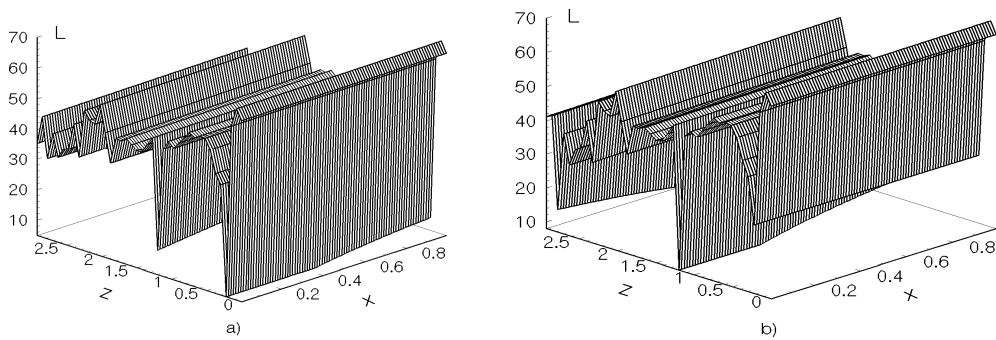
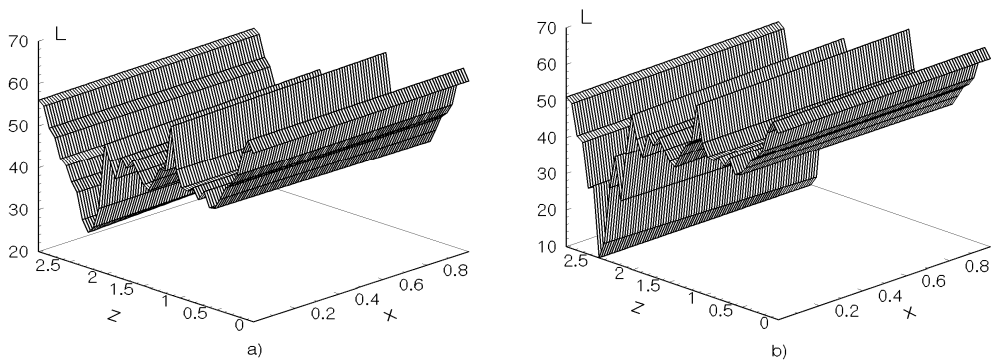


Рис.15 Урівень звукового тиску  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.1$

Рис.16 Уровень звукового давления  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.15$ Рис.17 Уровень звукового давления  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.2$ Рис.18 Уровень звукового давления  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.1$ 

Напомним [9], что прямоугольная лопасть, без изгиба, генерировала шум порядка 75-80дБ, максимальный уровень которого располагался на конце лопасти. То, что в отдельных случаях при расчёте изогнутой “*sin-sin*”-лопасти подобная ситуация остаётся, известный факт [7]: случаются отдельные расчётные ситуации, области на лопасти, где шум не удаётся снизить. Тем не менее, в целом шум изогнутой “*sin-sin*”-лопасти на 10-20дБ ниже в зависимости от расчётной ситуации. Подобная ситуация наблюдается и для закруглённой лопасти [7], но для неё уровень шума в основном

снижался в непосредственной области закругления лопасти. Для “*sin-sin*”-лопасти мы видим более равномерное распределение звуковой энергии вдоль всего размаха лопасти.

Если зафиксировать координату  $x = \text{const}$ , то на графиках видно формирование нелинейной волны, имеющей ряд локальных гребней. Подобные графики ранее уже были получены другими авторами [11,12]. Для прямоугольной лопасти, напомним, фронт волны состоял из 1-2 гребней с преобладанием по уровню на внешнем конце лопасти. Ещё один важный аспект – равномерность распределения генерируемого шума вдоль лопасти. Наиболее равномерное распределение  $L$  наблюдается для  $M = 0.2$ ,  $\delta = 0.15$ , как для  $\gamma = 10^\circ$  (рис.13), так и для  $\gamma = 5^\circ$  (рис.16). В то же время для  $\delta = 0.2$  (рис.14), в области комля лопасти, наблюдается резкое снижение уровня  $L$ , что также положительно для процесса снижения генерируемого шума в целом. Подобное снижение уровня шума наблюдается в случае  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ , но уже вблизи внешнего конца лопасти, что говорит о сложении и взаимном подавлении генерируемых волн. Таким образом, снижение общего уровня шума  $L$  удалось достигнуть за счёт перераспределения энергии с внешнего конца лопасти по всей её поверхности: один фронт волны распался на ряд фронтов меньшей амплитуды, что позволило снизить общий уровень генерируемого шума.

Сложная нелинейная картина  $L$  отразилась в частотном спектре генерируемого шума (рис.7-12). Изрезанность огибающей спектра шума соответствует чередующимся максимумам-минимумам нелинейной волны давления. Судя по уровню гармоник в спектре, наиболее энергоёмкими являются первые 5-6 гармоник. Но, кроме этого, заметна локальная активизация высоких частот: на всех графиках спектра в районе 830Гц наблюдается целая серия локальных всплесков достаточно высокого уровня (10дБ). Это подтверждает природу вихревого шума как такового, чья энергия распределена более равномерно в частотном спектре, захватывая область высоких частот. Напомним, что в случае, когда шум является главным образом шумом вращения (монополюбно-дипольный), его энергия сконцентрирована в первых 2-3 гармониках, чем он и различается от вихревого шума.

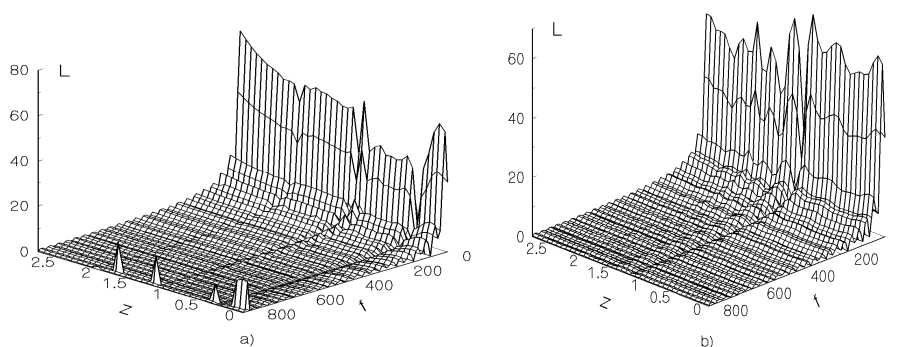


Рис.19 Частотный спектр генерируемого шума  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$

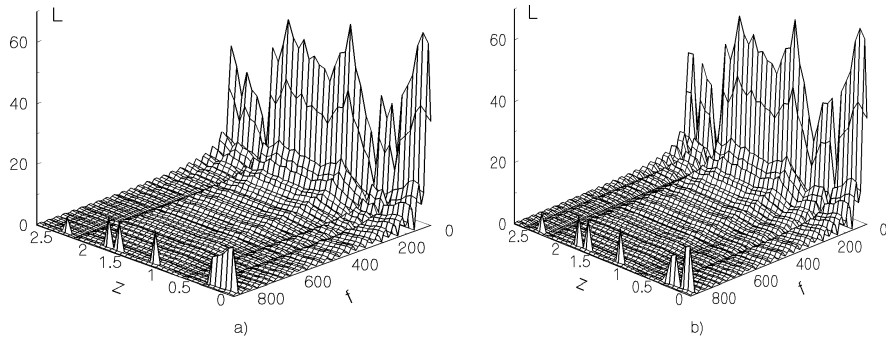


Рис.20 Частотный спектр генерируемого шума  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.15$

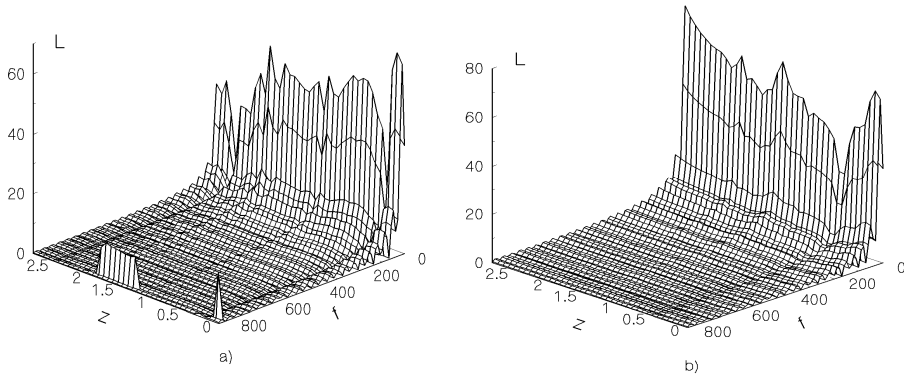


Рис.21 Частотный спектр генерируемого шума  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^0$ ,  $\delta = 0.2$

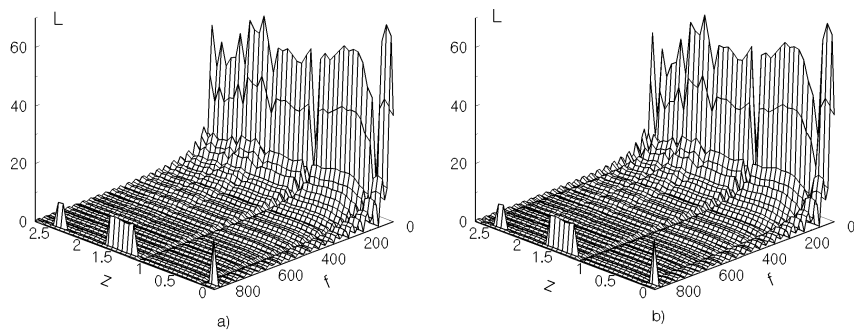
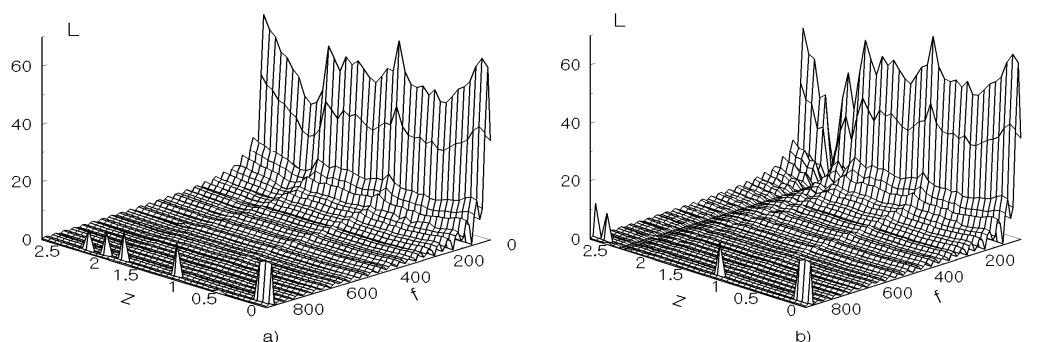


Рис.22 Частотный спектр генерируемого шума  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.2$

Рис.23 Частотний спектр генеруемого шума  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^0$ ,  $\delta = 0.1$ 

### Выводы

1. Решена задача снижения BVI-шума, генерируемого взаимодействием изогнутой “sin-sin”-лопастью с завихренным потоком. Получены численные характеристики звукового ближнего и дальнего полей.

2. Изучено поведение генерируемого шума для лопастей с различными степенью изгиба, углом постановки лопасти к потоку и числах Маха. Выявлено ряд интересных закономерностей. В частности, с помощью изгибов лопасти удалось снизить максимальный уровень шума, который наблюдался у неизогнутой лопасти на её конце, более равномерно распределить его по всей поверхности лопасти. При этом общий уровень шума снизился на 10-20дБ в зависимости от расчётной ситуации и области на поверхности лопасти. Звуковая энергия при этом концентрируется уже не в 2-3 первых гармониках, а в 5-6 гармониках. Наблюдается также и более активный захват энергии в высокочастотной области (830Гц).

3. Продольная модификация формы лопасти является эффективной для снижения BVI-шума.

### Список использованной литературы:

1. P.Rauch ,M.Geravais,P.Cranda,A.Baud,J.-F.Hirsch,A.Walter,P.Beaumier. Blue Edge<sup>TM</sup>: The Design, Development and Testing of a New Blade Concept. / American Helicopter Society 67<sup>th</sup> Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 3-5, 2011. 14p.
2. Bryans Edwards and Charles Cox. Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction-S.I.L.E.N.T. Program./ NASA/CR-2002-211650,86p.
3. Christoph K.Maucher, Boris A.Grohmann, Peter Janker, Andree Altmikus, Fleurming Jeusen, Horst Baier. Actuator Design for the active trailing edge of a helicopter rotor blade./ <http://www.researchgate.net/publication/228659818>.
4. Peter C. Chen, James D. Baeder, Robert A.D.Evans and John Niemezuk. Blade-vortex interaction reduction with active twist smart rotor technology. / Smart Mater.Struct.10,2001,p.77-85.
5. Лукьянов П.В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть I. Общая схема применения для плоской стационарной задачи.// Акустичний вісник,-2011-3(14)-С.46-52.
6. Лукьянов П.В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть II. Схема применения для нестационарных задач.// Акустичний вісник,-2012-3(15)-С.45-52.
7. Лукьянов П.В. Влияние закругления конца лопасти на уровень шума взаимодействия вихрь-лопасть. / Акустичний вісник,-2015,2(17)-С.23-37
8. Лукьянов П.В. Об одной модели аэроакустики сжимаемого газа. Часть II. Шум ближнего взаимодействия вихря-лопасти вертолёта.// Акустичний вісник,-2013-2014,3(16)-С.31-40.
9. Лук'янов Петро В. Генерація звуку взаємодії вихорів Тейлора і Скуллі з лопаттю змінної товщини.//Лук'янов Петро В./ Наукові вісті НТУ „КПІ”.Сер.:фіз.-мат.науки,2014,№4.С.139-145.

10. Bryans Edwards and Charles Cox. Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction-S.I.L.E.N.T. Program./ NASA/CR-2002-211650,86p.
11. George A.R. and Lyrantzis A.S. Acoustics of Transonic Blade-Vortex Interactions. AIAA Journal.1988.v.26,N 7.p.769-776.
12. Lyrantzis and A.R.George. Far Field Noise of Transonic Blade-Vortex Interactions. American Helicopter Society Journal, July 1989,pp.30-39.

#### References:

1. P.Rauch & M.Geravais & P.Cranda & A.Baud, J.-F.Hirsch, A.Walter, P.Beaumier. (2011) Blue Edge<sup>TM</sup>: The Design, Development and Testing of a New Blade Concept. / American Helicopter Society 67<sup>th</sup> Annual Forum, Virginia Beach,VA,May 3-5,2011.14p.
2. Bryans Edwards and Charles Cox.(2002) Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction-S.I.L.E.N.T. Program./ NASA/CR-2002-211650,86p.
3. Christoph K.Maucher & Boris A.Grohmann & Peter Janker & Andree Altmikus & Fleurming Jeusen & Horst Baier. Actuator Design for the active trailing edge of a helicopter rotor blade./ <http://www.researchgate.net/publication/228659818>.
4. Peter C. Chen & James D. Baeder & Robert A.D.Evans and John Niemezzuk.(2001) Blade-vortex interaction reduction with active twist smart rotor technology./ Smart Mater.Struct.10,2001,p.77-85.
5. Lukianov, P.V. (2011) On one numerical-analytical approach to solving of a problem of sound generated by a thin wing. Part I. General scheme of application to planar stationary problem/Acoustic bulletin.V.14,N3,2011,pp.45-52. (in Rus)
6. Lukianov, P.V. (2012) On one model of aeroacoustics of viscous compressible gas. Part II. A scheme of application to non-stationary problem./Acoustic bulletin.V.15,N,2012,pp.45-52. (in Rus)
7. Lukianov P.V., (2015) Influence of rounding of blade tip on level BVI-noise,/Acoustic bulletin,V.17,N2,2015,pp.23-37. (in Rus)
8. Lukianov, P.V. (2013-2014) On one model of aeroacoustics of viscous compressible gas. Part II. Noise of the near helicopter blade-vortex interaction./Acoustic bulletin,v.16,n3,2013-2014,pp.31-40. (in Rus)
9. Lukianov, Petro V. (2014) Sound Generation by interaction of Taylor vortex, Scully one and the Blade of Varying Cross Section./ Research Bulletin of National Technical University "KPI",ser.:phys.-math.sciences,2014,N4,pp.139-145. (in Ukr)
10. Bryans Edwards & Charles Cox.(2002) Revolutionary Concepts for Helicopter Noise Reduction-S.I.L.E.N.T. Program./ NASA/CR-2002-211650,86p.
11. George A.R. & Lyrantzis A.S. (1988)Acoustics of Transonic Blade-Vortex Interactions. AIAA Journal.1988.v.26,N 7.p.769-776.
12. Lyrantzis & A.R.George.(1989) Far Field Noise of Transonic Blade-Vortex Interactions. American Helicopter Society Journal, July 1989,pp.30-39.

#### LUKIANOV Petro,

Institute of Hydromechanics NAS of Ukraine, PhD, Senior Researcher

#### HELICOPTER ROTOR BVI -NOISE REDUCTION BY TWICE-BENT BLADE

**Abstract. Introduction.** For the last time new "Blue" technologies are introduced in aircraft industry. One possibility in the direction is search of anew shape of the blade with low BVI-noise generation. These are so-called "Blue-Edges" technologies which are applied by "Eurocopter". In particular, "Eurocopter" financing "Blue Edge" program to find the optimal shape of the rotor blade which possesses both reliable aerodynamic characteristics and low noise production. In addition to this search "BluePulse" program finances study of active rotor, which uses piezoactive flexible components (plates) in the blade construction? Using of the piezoactive flexible components allows reduce the external noise and vibrations; this improves comfort of fly vehicle passengers. Presented in the paper is further development of the "BlueEdge" technologies.

**Problem setting ,method of problem solving, and results.** Let we have the blade which shape has two bends along the blade sweep. During blade turning its front edge is interacting with incoming flow of  $U_\infty$  velocity and distributed Taylor's vortexes. The external blade tip generates Scully vortex, its vorticity extends, descending, to butt blade tip (close to axis of rotation). In such way, vortex flow - blade interaction generates BVI-noise aerodynamically.

The overall mathematical problem consists of aerodynamical and aeroacoustical parts. Aerodynamical part of the problem includes system of Euler's equation and continuity equation. Aeroacoustical part is a system of the aeroacoustical equations in terms of sound potential and density perturbation in the sound wave offered by author before.

*The problem has been solved numerically with the use of numerically-analytical approach. On the base of the method using a system of the 15 equations are solved. Flow parameters, that are varied, are Mach number, angle of attack, angle of blade setting in plane of rotation, and value of blade bending. Several interesting facts have been discovered. In particular, using blade bend allowed decrease noise level that was observed before at the tip of blade without bend.*

*Analysis of calculated data also discovered effective using of the "sin-sin" twice-bent for the noise decreasing. In particular, it have been succeeded in 10-20 dB noise decreasing dependently both on calculation's situation and point position on the blade; sound energy concentrates not in 2-3 first harmonics, but in 5-6 one. More active capture of energy of high frequencies is seen.*

**Keywords:** "Blue-edge" blade, BVI-noise.

*Одержано редакцією 18.05.2017 р.  
Прийнято до публікації 12.06.2017 р.*

УДК 519.6:004.8

PACS 02.60.-x, 02.60.Pn, 02.70.Wz

**ГОЛОВНЯ Борис Петрович**

Черкаський національний університет

імені Богдана Хмельницького,

д. т. н., доцент, зав. кафедрою прикладної  
математики і інформатики

e-mail: bpgolovnya@gmail.com

## **РАСЧЕТ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГИИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В ПРИСТЕННОЙ ОБЛАСТИ ТУРБУЛИЗИРОВАННОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ**

***Аннотация.** В работе, на основе модели турбулентности, разработанной автором, строится решение уравнения переноса энергии турбулентности в непосредственной близости от стенки. Показано, что решение хорошо соответствует известным теоретическим и экспериментальным данным.*

***Ключевые слова:** моделирование турбулентности, энергия турбулентности.*

### **Вступление**

Из экспериментов известно, что в пристенной области энергия турбулентности подчиняется соотношению  $k_+ = 1 \div 10 \times 10^{-3} u_+^2$ . Известные модели турбулентности в расчетах уверенно воспроизводят это соотношение, но не позволяют получить его теоретически. В работе [1] автором была предложена модель турбулентности, позволяющая получить это соотношение. В данной работе предложен вывод этой формулы.

### **1. Вывод уравнений, описывающих перенос турбулентности в непосредственной близости от стенки**

Предложенная модель турбулентности [1] позволяет теоретически рассчитать распределение энергии турбулентности в турбулизированном пограничном слое при произвольно малых числах Рейнольдса. Итак, пусть мы имеем плоскую пластину, обтекаемую турбулизированным потоком. На пластине образуется пограничный слой, ламинарный в начальной стадии и переходящий с развитием течения в турбулентный. Перенос турбулентности во внешнем потоке в этом случае можно описать системой уравнений (1)-(2) с начальными условиями (3).

$$U_e \frac{dk_e}{dx} = -\varepsilon_e, \quad (1)$$